文章编号:1000-4939(2023)04-0761-08

民用飞机机身复材-金属壁板混合连接结构的试验与分析

韩建,汪远,梁珩,李卫平

(上海飞机设计研究院,200120 上海)

摘　要:民用飞机复材壁板与金属壁板的连接是机身结构设计的重要研究内容,如何将复材帽形长桁和金属 Z 形/2 形长桁连接是研究的重点和难点。本研究提出了一种新型混合连接结构,同时考虑了预埋缺陷和 BVID 损伤对试验件的影响。通过试验、数值仿真等分析方法研究了混合连接结构的静强度特性,详细分析了试验件的受力情况、失效模式以及破坏位置,很好的解决了复材帽形长桁和金属 Z 形/2 形长桁连接载荷传递问题。研究结果表明:该混合连接结构满足民用飞机结构与强度的设计要求,预埋缺陷和 BVID 损伤对试验件的破坏载荷和破坏模式无影响。以上研究结果为型号飞机的研制和发展提供重要的指导作用。

关键词:混合连接;复材壁板;连接分析

中图分类号:V19　　**文献标志码**:A　　**DOI**:10.11776/j.issn.1000-4939.2023.04.004

Test and analysis of composite-metal fuselage panel hybrid connection structure of civil aircraft

HAN Jian,WANG Yuan,LIANG Heng,LI Weiping

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute,200120 Shanghai,China)

Abstract:The connection between composite panel and metal panel of civil aircraft is an important research content of fuselage structure design,and how to connect the composite cap stringer with the metal Z-shaped/2-shaped stringer is the focus and difficulty of the research. A new hybrid connection structure is proposed in this paper,the influence of embedded defects and BVID on the test piece is considered. The strength characteristics of the hybrid connection structure,the stress condition,failure mode and failure position of the test piece are studied by experimental and numerical simulation;the load transfer problem of composite cap stringer and metal Z-shaped/2-shaped stringer connection is well solved. The results show that the structure meets the design requirements of composite panel and metal panel stringer connection structure and strength,embedded defects and BVID have no effect on the failure load and failure mode of the test piece. The above research results provide important guidance for the research and development of civil aircraft.

Key words:hybrid connection;composite panel;connection analysis

收稿日期:2022-02-19　　**修回日期**:2022-12-15
基金项目:民机科研资助项目(No. MJ-2015-F-038)
通信作者:韩建,工程师。E-mail:hanjian@comac.cc
引用格式:韩建,汪远,梁珩,等. 民用飞机机身复材-金属壁板混合连接结构的试验与分析[J]. 应用力学学报,2023,40(4):761-768.
HAN Jian,WANG Yuan,LIANG Heng,et al. Test and analysis of composite-metal fuselage panel hybrid connection structure of civil aircraft[J]. Chinese journal of applied mechanics,2023,40(4):761-768.

在飞机结构设计领域中,连接区域一直都是飞机结构中的关键部位,也是飞机结构设计中重点关注的区域[1-10]。近年来,随着复合材料性能和产能的逐步提高,其在航天航空领域得到了大范围应用。然而,由于制造工艺限制以及在复杂结构处复合材料还无法完全替代金属材料,从而不可避免的出现了复合材料与金属材料的连接设计。目前,针对金属与复材这种不同材料之间的混合连接成为该领域的研究热点,吸引了大批学者深入研究[11-15]。国外,STARIKOV 等[16]研究了紧固件材料对复合材料与金属混合结构连接强度的影响,发现紧固件材料使用钛合金比复合材料连接强度更强。此外,SATHIYA 等[17-18]重点对复合材料与金属材料混合连接结构紧固件载荷分配展开研究,研究结果可为复合材料与金属材料连接设计紧固件布置提供帮助。同时,CACCESE 等[19-20]分析了紧固件应力松弛对复合材料与金属材料连接结构强度性能的影响。国内,唐华清、刘龙权等[21-22]提出了一种新型金属与复合材料连接方法,通过试验研究了其力学性能。杜晨等[23-24]分析了复合材料与金属毛化连接的力学性能,研究表明采用毛化连接设计可以获得较好的受力形式。张旭、汪厚冰等[25-28]通过试验和数值分析系统地研究了复合材料壁板纵向对缝结构的力学性能,为复合材料的连接设计提供了重要参考作用。此外,钱一彬等[29]研究了复合材料机身壁板的纵向连接设计以及失效分析,提出了一种壁板多钉连接区的失效评估方法,为复合材料连接结构的失效分析给予帮助。同时,刘衰财等[30]分析了复合材料壁板与钛合金接头连接的力学强度,为复材与金属连接分析提供帮助。以上研究进展及成果极大地推动了复合材料与金属混合连接结构设计的发展,为航天航空等相关产业的发展提供了重要的借鉴和帮助。在民用飞机设计领域,长桁连接多为金属与金属长桁连接,或者复材与复材长桁连接,而金属与复材长桁的连接并不常见。如何更好地将复材帽形长桁和金属Z形/2形长桁连接是该领域亟需解决的问题,需要进行系统深入的研究。

针对以上研究背景及问题,本研究设计了一种适用于机身壁板对接的复材-金属壁板混合连接结构。通过试验验证、数值分析等方法,考虑 BVID (barely visible impact damage)和预埋缺陷情况对连接结构承载性能的影响,验证了该结构能够满足复材-金属壁板对接连接的设计要求,为后续飞机在机身结构设计与优化方面提供重要的指导作用。

1 试验方案

1.1 试验件设计

试验件数量为2件,均为单一拉伸载荷试验,试验件结构示意图如图1所示。试验件长度1.6 m,宽度0.6 m,2件试验件编号分别为1#和2#试验件。2件试验件均由金属壁板、复材壁板和金属对接框组成。金属壁板包括金属蒙皮,3根Z型长桁和长桁接头;蒙皮为2024-T3铝合金,长桁为7075-T7351铝合金,长桁接头为7050-T7451铝合金。复材壁板包括复材蒙皮,3根帽形长桁和长桁接头;蒙皮和长桁为M21C复合材料,单层厚度为0.187 mm;长桁接头为Ti-6Al-4V钛合金。金属对接框由对接带板和框组成;对接带板为Ti-6Al-4V钛合金,框为7050-T7451铝合金。其中2#试验件同时考虑了预埋缺陷和BVID损伤,预埋缺陷在试验件制造过程中引入,BVID损伤在试验前预置。

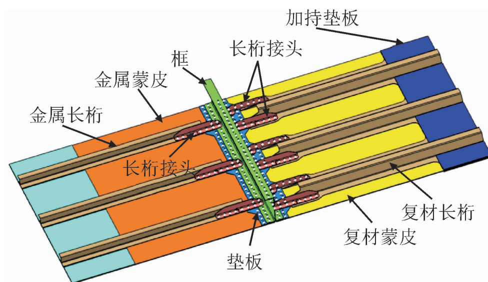


图1 试验件示意图

Fig. 1 Schematic diagram of test piece

1.2 试验装置

本试验使用的是壁板静力载荷试验装置,试验件在试验装置的支持与加载方式如图2(a)所示。试验时,首先通过螺栓装配试验件与角型连接件,如图2(b)所示,角型连接件只与试验件蒙皮及加强垫片连接。再通过螺栓将角型连接件固定至试验装置的横梁上,如图2(d)所示,横梁上连接角型件的孔设计为槽型孔,以调节试验件的压心与载荷合力作用点一致。然后安装侧向支持组件,如图2(c)所示,框左右两侧与侧向支持组件连接,侧向支持组件下方为滑轨,保证试验件受载时,框沿加载方向的变形不受约束。

为了研究预埋缺陷和BVID损伤对试验结果的

影响,本试验设置 1#试验件无任何损伤,2#试验件考虑了预埋缺陷和 BVID 损伤,其中预埋缺陷材料为聚四氟乙烯薄膜,预埋损伤在试验件制造过程中引入,试验件的 BVID 损伤通过冲击试验装置引入。

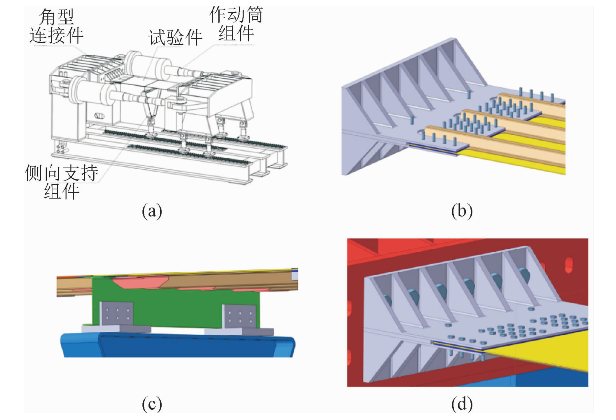


图 2　支持与加载方式示意图

Fig. 2　Schematic diagram of support and loading mode

2#试验件 BVID 损伤及预埋缺陷布置如图 3 所示。试验件分布 2 个冲击点,编号为 D1 和 D2。D1 冲击损伤位置:复材壁板长桁接头与带板连接的第一颗钉与第二颗钉之间,冲击位置在蒙皮侧,损伤冲击能量为 35 J。D2 冲击损伤位置:复材壁板长桁接头与帽型长桁连接的第一颗钉与第二颗钉之间,冲击位置在蒙皮侧,损伤冲击能量为 35 J。试验件预埋 1 处缺陷,预埋缺陷位置为帽型长桁与蒙皮胶接面,预埋缺陷长为 50 mm,宽为长桁单侧帽底整个宽度。

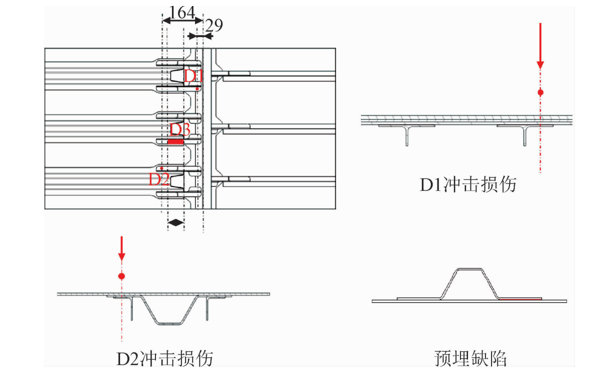


图 3　2#试验件损伤布置图

Fig. 3　2# test piece damage layout

1.3　试验测量

试验件测量包括位移测量和应变测量。应变测量采用电测法,位移测量采用千分表。应变片及位移测量点布置如图 4 所示,共设置 8 个载荷检测剖面,5 个位移测量点 W1 ~ W5。每个剖面长桁贴单片,蒙皮贴花片。

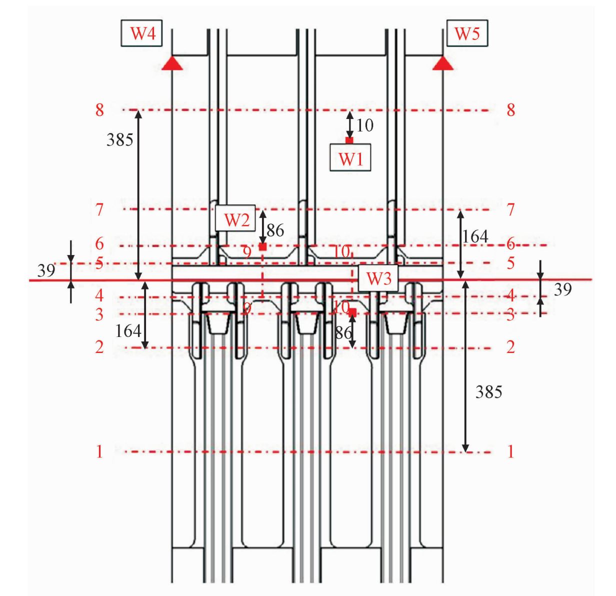


图 4　试验件贴片及位移测量点布置

Fig. 4　Placement of test piece patch and displacement measurement points

1.4　试验步骤

通过前期对某型号飞机的研究,设置本试验的载荷如表 1 所示。

表 1　试验载荷

Tab. 1　The test load

试验件编号	限制载荷/kN	极限载荷/kN
1#试验件	250	375
2#试验件	250	375

具体的加载方案如下。

a)限制载荷试验:以限制载荷的 5% 为级差,从 0% 逐级加载至 80% 限制载荷,逐级测量;之后以限制载荷的 1% 为级差,逐级加载到 100% 限制载荷,逐级测量。

b)极限载荷试验:以限制载荷的 5% 为级差,从 0% 逐级加载到 100% 限制载荷,逐级测量;之后以限制载荷的 1% 为级差,逐级加载到 150% 限制载荷,逐级测量。

c)破坏载荷试验:如果极限载荷静力试验后试验件未破坏,则以限制载荷的 5% 为级差,从 0% 逐级加载到 150% 限制载荷,逐级测量;之后以限制载荷的 1% 为级差,逐级加载到 180% 限制载荷,逐级测量;最后再以限制载荷的 1% 为级差从 180% 限制载荷逐级加载到试验件发生破坏。

2 试验结果分析

两件试验件的载荷-位移曲线如图 5 所示,从图中可以发现,随着载荷的增大,试验件逐渐从弹性阶段进入塑性阶段,载荷继续增大,材料达到极限拉伸许用值,试验件发生破坏。此外,还可以发现两件试验件的破坏载荷一样,说明预埋缺陷和冲击损伤对试验件的破坏载荷无影响。

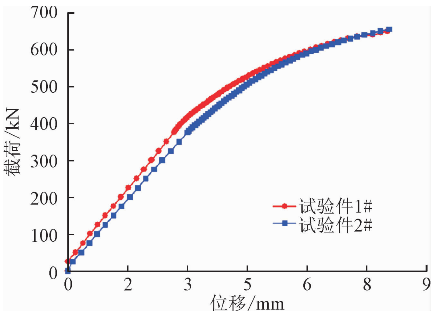
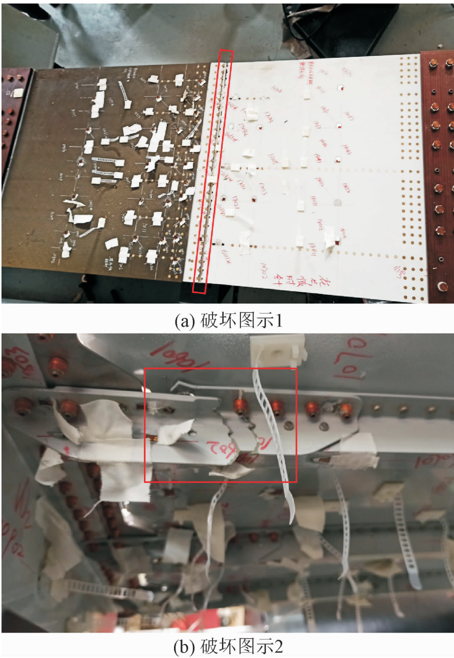


图 5 试验件载荷-位移曲线

Fig. 5 Load displacement curve of test piece

1#试验件具体的破坏模式如下。

金属端金属蒙皮在长桁截止处(金属端金属接头第四排钉位置)先发生钉孔挤压破坏,之后导致金属端金属接头第五排钉位置相继发生钉孔挤压破坏、最后在对接区对接带板和金属蒙皮连接对接带板截止处(金属蒙皮第二排钉位置)发生金属蒙皮净面积拉断,同时金属接头发生钉孔挤压破坏附近的紧固件被剪断,试验件蒙皮对接区域被拉开,如图 6 所示。



(a) 破坏图示1

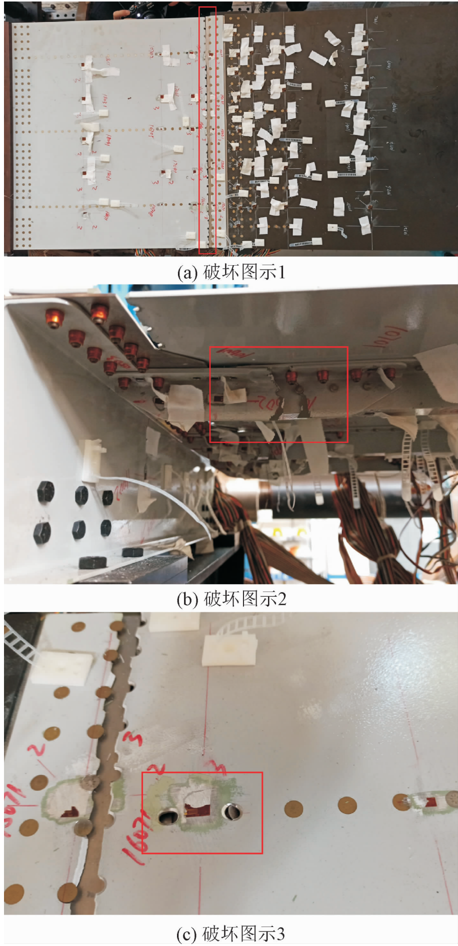
(b) 破坏图示2

图 6 1#试验件破坏模式

Fig. 6 The failure mode of test piece of 1#

2#试验件具体的破坏模式如下。

从图 7 可以观察到 2#试验件的破坏位置与 1#试验件的一致,在对接区金属蒙皮净截面拉断。



(a) 破坏图示1

(b) 破坏图示2

(c) 破坏图示3

图 7 2#试验件破坏模式

Fig. 7 The failure mode of test piece of 2#

本试验采用的无损检测设备是超声波探伤仪 MasterScan D70。在试验开始前,通过超声波探伤仪扫描确认预埋缺陷的位置和大小能被检测到。试验完成后,再次对 2#试验件进行无损检测,重点关注预埋缺陷和冲击损伤的位置是否有扩展。根据无损检测结果可知,做完试验后,关注区域没有出现损伤扩展,如图 8 所示。

由于 2#试验件的破坏模式为对接区金属蒙皮净截面拉断与 1#试验件的破坏模式一致, 结合试验件的预埋缺陷和冲击损伤引入位置分析, 结果表明: 预埋缺陷和冲击损伤在极限载荷内损伤无扩展, 且预埋缺陷和冲击损伤对试验件的破坏模式无影响。

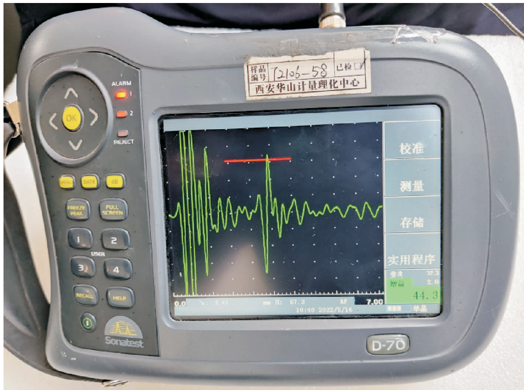


图 8　超声波探伤检测结果

Fig. 8　Test results of ultrasonic flaw detector

3　数值仿真分析

采用 Hypermesh 软件对试验件进行建模前处理,模型网格采用 shell 单元,单元大小约 10 mm,紧固件采用 bush 单元,复材长桁与蒙皮使用 RBE2 单元连接,最后使用 ABAQUS 软件进行非线性求解。试验件的材料属性和复合材料铺层见表 2 和表 3。

首先为了验证有限元模型的可靠性,本研究将有限元模型计算的载荷-位移曲线与试验结果进行了对比。如图 9 所示。从载荷-位移曲线可以直观的观察到,有限元计算数据与试验数据在线性段和非线性段都能很好地吻合,从而有效的证明了有限元模型的可靠性。同时从图 9 中可以发现,金属蒙皮发生屈曲的载荷是 340 kN,限制载荷是 250 kN,极限载荷是 375 kN,试验破坏载荷是 655 kN。试验载荷加载到限制载荷时试验件结构变形处于弹性变形阶段,结构未发生塑性变形;试验载荷加载到极限载荷时试验件结构变形处于塑性变形阶段,结构发生塑性变形但是未发生破坏;试验结果符合预期的强度设计要求。

表 2　试验件材料属性

Tab. 2　Material properties of test piece

材料	弹性模量 E_{11}/MPa	E_{22}/MPa	G_{12}/MPa	μ_{12}	极限拉伸应力(应变)	钉孔挤压应力/MPa
M21C	154 000	8 550	4 600	0.31	$4\,500\times10^{-6}$	400
2024-T3	72 345	–	–	0.33	427 MPa	779
7075-T7351	70 967	–	–	0.33	496 MPa	944
7050-T7451	70 967	–	–	0.33	523 MPa	999
Ti-6Al-4V	110 240	–	–	0.31	957 MPa	1 949

表 3　复材壁板铺层信息

Tab. 3　The information of composite panel

分类	材料	铺层顺序	铺层数
蒙皮	M21C	[45/ –45/0/0/90/45/ –45/ –45/45/90/0/0/ –45/45]	14
长桁	M21C	[45/0/0/ –45/90/ –45/0/0/45]	9

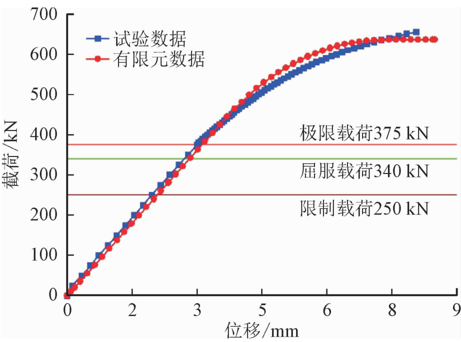


图 9　试验与有限元载荷-位移曲线对比

Fig. 9　Comparison of load displacement curve between test and finite elements

为了进一步验证有限元模型的可靠性,本研究选取 8-8 截面位置长桁与蒙皮的贴片应变数据进行对比。如图 10 所示,可以直观地发现试验数值与有限元计算数值在定性和定量上都能很好地重合,再一次验证了有限元模型的可靠性。

接着研究了试验件整体的应力分布云图,如图 11 所示。由图可以观察到，在连接区域有明显的应力集中现象，这是因为高锁螺栓连接多层材料在钉孔周围会有钉孔挤压，特别是在连接的一排钉的头钉与尾钉位置钉孔挤压最明显。如图所示，长桁接头与框缘连接的第一颗钉位置钉孔挤压应力最大。

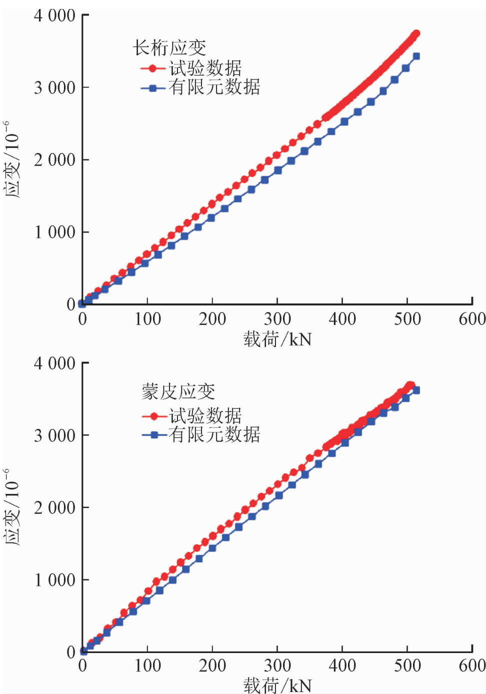


图 10　试验与有限元长桁与蒙皮位置应变对比

Fig. 10　Comparison of strain between test and finite element stringer and panel

同时本研究分析了试验件的失效模式,如图 12 所示。通过理论分析可知,由于金属蒙皮材料 2024-T42 的屈服应力最小,所以观察到随着载荷的增大金属蒙皮最先发生屈曲。图 12 云图显示,金属蒙皮应力最大值区域一直在金属蒙皮第二排钉附近,且此处蒙皮的截面积最小,即导致金属蒙皮第二排钉位置更易发生破坏,金属蒙皮发生屈曲的位置在长桁截止处(金属端金属接头第四排钉位置)先发生钉孔挤压破坏。此外,从试验结果图 7(c)也可以验证该位置有严重的钉孔挤压,从而导致金属蒙皮发生屈曲。再一次验证了分析结果与试验结果的破坏现象一致。

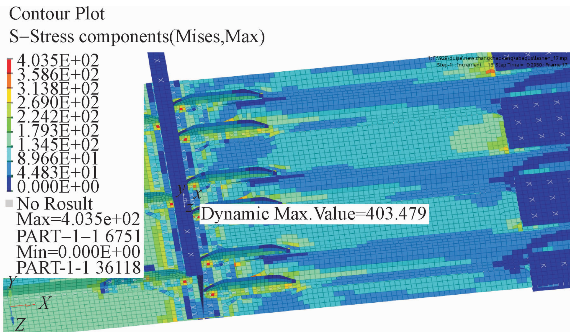


图 11　试验件应力分布云图

Fig. 11　Diagram of stress distribution of test piece

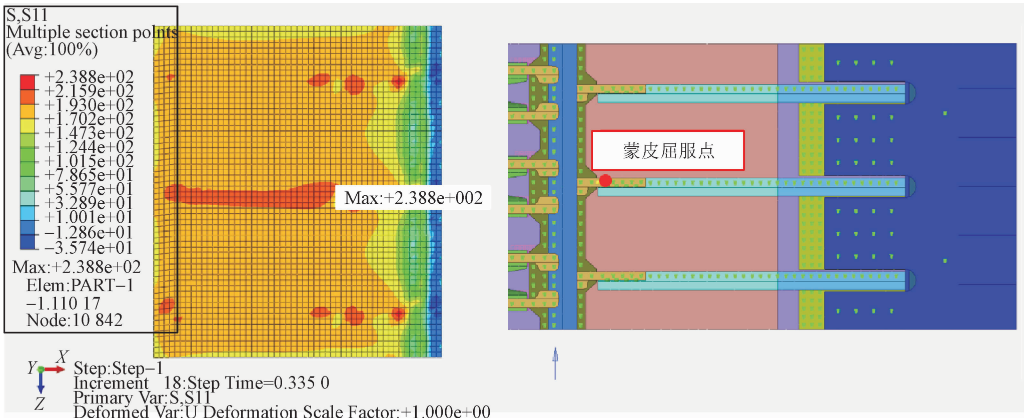


图 12　试验件蒙皮应力分布云图

Fig. 12　Diagram of skin stress distribution of test piece

此外本研究分析了长桁接头的破坏位置。如图 13 所示,金属端长桁接头由于设计为变厚度的形状,所以在厚度变化的台阶位置会有明显的应力集中。此外,根据前面的分析可知,金属长桁截止端位置是净截面最小的位置,该位置受力最大,所以从图 13 可以观察到长桁截止端位置应力最大。随着试验载荷的加载,最终长桁接头在以上应力最大的位置发生破坏,从图 7(b)所示的试验结果可以很好地验证这一点,证明了数值分析与试验结果的一致性。

最后本研究分析了金属蒙皮的破坏位置。如图 14 所示,根据前面的分析可知,金属长桁截止端位置是净截面最小的位置,该位置受力最大,所以从图 14 可以观察到金属蒙皮在长桁截止端位置这个截面应力最大。随着试验载荷的加载,最终金属蒙皮会在该位置发生破坏,破坏的失效模式为金属蒙皮净截面拉伸破坏,从图 7(a)所示的试验结果可以很好地验证这一点,验证了数值分析与试验结果的一致性。

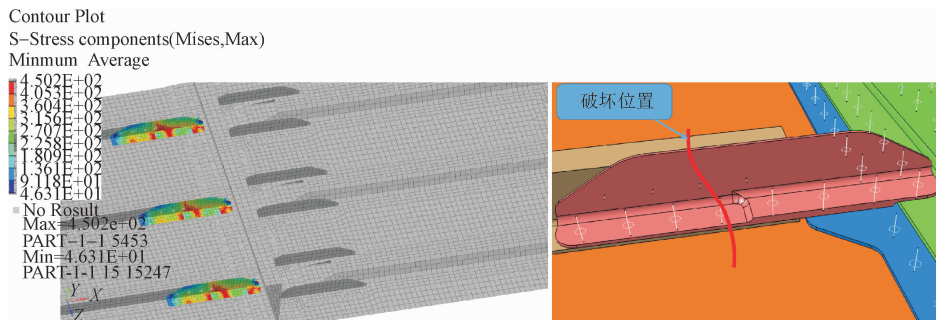


图 13　试验件金属端长桁接头应力分布云图和破坏示意图

Fig. 13　Stress distribution nephogram and failure diagram of metal end truss joint of test piece

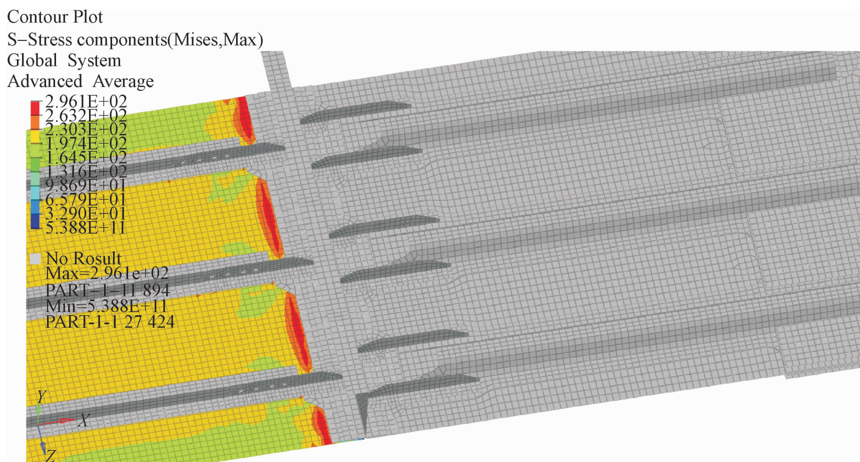


图 14　试验件金属端金属蒙皮应力分布云图

Fig. 14　Diagram of stress distribution of metal skin at metal end of test piece

4　结　论

本研究提出了一种新型机身复材壁板与金属壁板长桁框上混合连接结构，该结构主要解决复材壁板与金属壁板传力路径偏心问题。通过结合试验、有限元仿真分析可知该结构满足民用飞机机身复材壁板与金属壁板连接结构的强度和结构设计要求。主要结论如下。

1）1#试验件（无损伤）和 2#试验件（预埋损伤\BVID）完成限制载荷和极限载荷工况后均未破坏，表明这种金属与复材连接结构满足设计载荷要求。

2）两件试验件拉伸破坏的第一失效模式均为金属长桁截止端钉孔挤压失效，破坏模式为对接区金属蒙皮净截面拉断。

3）完成限制载荷和极限载荷试验后，2#试验件预埋缺陷和 BVID 损伤无扩展，同时结合破坏载荷试验数据，表明预埋缺陷和 BVID 损伤对试验件的破坏载荷和破坏模式无影响。

4）本试验结果可为民用飞机机身复材壁板与金属壁板连接结构设计与优化提供重要的指导意义。

参考文献：

[1] CAMANHO P P, LAMBERT M. A design methodology for mechanically fastened joints in laminated composite materials[J]. Composites science and technology, 2006, 66(15): 3004-3020.

[2] LIU F R, ZHANG J Y, ZHAO L B, et al. An analytical joint stiffness model for load transfer analysis in highly torqued multi-bolt composite joints with clearances[J]. Composite structures, 2015, 131: 625-636.

[3] GRAY P J, MCCARTHY C T. A global bolted joint model for finite element analysis of load distributions in multi-bolt composite joints[J]. Composites part b: Engineering, 2010, 41(4): 317-325.

[4] DANO M L, GENDRON G, PICARD A. Stress and failure analysis of mechanically fastened joints in composite laminates[J]. Composite structures, 2000, 50(3): 287-296.

[5] MO Y M, GE D Y, ZHOU J F. Experiment and analysis of hat-stringer-stiffened composite curved panels under axial compression[J]. Composite structures, 2015, 123: 150-160.

[6] BRISTOW J W, IRVING P E. Safety factors in civil aircraft design requirements[J]. Engineering failure analysis, 2007, 14(3): 459-470.

[7] 牛春匀. 实用飞机结构工程设计[M]. 程小全，译. 北京：航空工业出版社，2008.

[8] 杨旭，章怡宁，许希武. 复合材料层板多钉机械连接强度计算

方法[J]. 航空学报,1998,19(1):24-29.
YANG Xu,ZHANG Yining,XU Xiwu. Strength analysis method of composite plate with multiple bolted joints[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica,1998,19(1):24-29(in Chinese).

[9] 李真. 飞机结构型材压损应力的工程分析方法探讨[J]. 民用飞机设计与研究,2013(增刊2):51-53.
LI Zhen. Study of the computing methods to calculate crippling stress for aircraft structure shapes[J]. Civil aircraft design & research,2013(S2):51-53(in Chinese).

[10] 邓文亮,成竹,唐虎. 复合材料/金属混合结构热应力分布规律[J]. 应用力学学报,2020,37(2):550-557.
DENG Wenliang,CHENG Zhu,TANG Hu. Thermal stress distribution law of hybrid composite metal structures[J]. Chinese journal of applied mechanics,2020,37(2):550-557(in Chinese).

[11] YANG C,SUN W J,SENEVIRATNE W,et al. Thermally induced loads of fastened hybrid composite/aluminum structures[J]. Journal of aircraft,2008,45(2):569-580.

[12] ZHONG W H,ZHAMU A,AGLAN H,et al. Effect of residual stresses on fatigue crack growth behavior of aluminum substrate repaired with a bonded composite patch[J]. Journal of adhesion science and technology,2005,19(12):1113-1128.

[13] PROPPE C. Probabilistic analysis of multi-site damage in aircraft fuselages[J]. Computational mechanics,2003,30(4):323-329.

[14] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. 复合材料学报,2007,24(1):1-12.
DU Shanyi. Advanced composite materials and aerospace engineering[J]. Acta materiae compositae Sinica,2007,24(1):1-12(in Chinese).

[15] 邓文亮,成竹,吴敬涛,等. 约束方式对温度环境下复材/金属混合结构壁板稳定性的影响[J]. 应用力学学报,2020,37(4):1798-1804.
DENG Wenliang,CHENG Zhu,WU Jingtao,et al. Effect of constraint method on stability of hybrid composite metal structural walls in temperature environment[J]. Chinese journal of applied mechanics,2020,37(4):1798-1804(in Chinese).

[16] STARIKOV R,SCHÖN J. Quasi-static behaviour of composite joints with countersunk composite and metal fasteners[J]. Composites part b:Engineering,2001,32(5):401-411.

[17] SATHIYA NAARAYAN S,PAVAN KUMAR D V T G,CHANDRA S. Implication of unequal rivet load distribution in the failures and damage tolerant design of metal and composite civil aircraft riveted lap joints[J]. Engineering failure analysis,2009,16(7):2255-2273.

[18] PAVAN KUMAR D V T G,SATHIYA NAARAYAN S,KALYANA SUNDARAM S,et al. Further numerical and experimental failure studies on single and multi-row riveted lap joints[J]. Engineering failure analysis,2012,20:9-24.

[19] CACCESE V,BERUBE K A,FERNANDEZ M,et al. Influence of stress relaxation on clamp-up force in hybrid composite-to-metal bolted joints[J]. Composite structures,2009,89(2):285-293.

[20] KABCHE J P,CACCESE V,BERUBE K A,et al. Experimental characterization of hybrid composite-to-metal bolted joints under flexural loading[J]. Composites part b:Engineering,2007,38(1):66-78.

[21] 唐华清,刘龙权. 新型金属/复合材料混合连接结构试验研究[J]. 航空制造技术,2017(22):45-49.
TANG Huaqing,LIU Longquan. Experimental investigation on hybrid structure of novel metal to composite[J]. Aeronautical manufacturing technology,2017(22):45-49(in Chinese).

[22] LIU L Q,ZHANG J Q,CHEN K K,et al. Combined and interactive effects of interference fit and preloads on composite joints[J]. Chinese journal of aeronautics,2014,27(3):716-729.

[23] 杜晨,贺高. 复合材料与金属毛化连接试验及仿真分析[J]. 航空科学技术,2016,27(12):53-58.
DU Chen,HE Gao. Experiments and FEM simulation on composite and metal comeld joint[J]. Aeronautical science & technology,2016,27(12):53-58(in Chinese).

[24] 贾利勇,周正光,贺高. 显隐式分析方法在复合材料失效分析中的应用[J]. 航空科学技术,2014,25(6):66-69.
JIA Liyong,ZHOU Zhengguang,HE Gao. Application of explicit-implicit solver to damage analysis of composite laminates[J]. Aeronautical science & technology,2014,25(6):66-69(in Chinese).

[25] 张绪,汪厚冰,于振波,等. 复合材料机身壁板机械连接的强度分析与验证[J]. 玻璃钢/复合材料,2019(7):85-91.
ZHANG Xu,WANG Houbing,YU Zhenbo,et al. Stress analysis and verification test of composite fuselage panel mechanically fastening[J]. Fiber reinforced plastics/composites,2019(7):85-91(in Chinese).

[26] 汪厚冰,乔威,魏宏艳,等. 内压、轴压载荷作用下复合材料加筋曲板稳定性试验研究[J]. 结构强度研究,2015(2):1-6.
WANG Houbing,QIAO Wei,WEI Hongyan,et al. Experimental study on stability of composite stiffened curved plates under internal pressure and axial compression[J]. Study on structural strength,2015(2):1-6(in Chinese).

[27] 汪厚冰,林国伟,韩雪冰,等. 复合材料帽形加筋壁板剪切屈曲性能[J]. 航空学报,2019,40(8):126-136.
WANG Houbing,LIN Guowei,HAN Xuebing,et al. Shear buckling performance of composite hat-stiffened panels[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica,2019,40(8):126-136(in Chinese).

[28] 汪厚冰,陈昊,雷安民,等. 复合材料帽形加筋壁板轴压屈曲与后屈曲性能[J]. 复合材料学报,2018,35(8):2014-2022.
WANG Houbing,CHEN Hao,LEI Anmin,et al. Buckling and post-buckling performance of hat-stiffened composite panels under axial compression load[J]. Acta materiae compositae Sinica,2018,35(8):2014-2022(in Chinese).

[29] 钱一彬,钟小丹,陈普会,等. 复合材料机身壁板的纵向连接设计与失效分析[J]. 航空学报,2012,33(8):1427-1433.
QIAN Yibin,ZHONG Xiaodan,CHEN Puhui,et al. Longitudinal panel splice design and failure analysis of composite fuselage structures[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica,2012,33(8):1427-1433(in Chinese).

[30] 刘衰财,刘伟,余梓豪,等. 复合材料壁板与钛合金接头连接强度试验与分析[J]. 机械设计与制造工程,2017,46(1):99-102.
LIU Shuaicai,LIU Wei,YU Zihao,et al. Analysis and experiment on connection strength between the composite panel and titanium joint[J]. Machine design and manufacturing engineering,2017,46(1):99-102(in Chinese).

(编辑　黄崇亚　李坤璐)